

FR2826979

Publication Title:

Weldable rolled product of high strength aluminum alloy for structural aircraft components contains silicon, copper, manganese, magnesium, iron, zirconium, chromium, zinc, titanium, vanadium and aluminum

Abstract:

Abstract of FR2826979

Weldable rolled product of high strength aluminum alloy contains specified amounts of silicon, copper, manganese, magnesium, iron, zirconium, chromium, zinc, titanium, vanadium and the remainder is aluminum and other elements. A weldable rolled product of high strength aluminium alloy has the following constituents by weight %: (a) silicon (Si) 0.8 - 1.3; (b) copper (Cu) 0.2 - 0.45; (c) manganese (Mn) 0.5 - 1.1; (d) magnesium (Mg) 0.45 - 1.0; (e) iron (Fe) 0.01 - 0.3; (f) zirconium (Zr) less than 0.25; (g) chromium (Cr) less than 0.25; (h) zinc (Zn) less than 0.35; (i) titanium (Ti) less than 0.25; (j) vanadium (V) less than 0.25; (k) the remainder being aluminium and other elements with each being less than 0.05% by wt. and with an overall content of less than 0.15% by wt. An Independent claim is also included for a method for the fabrication of a weldable rolled aluminium alloy product with this composition. Data supplied from the esp@cenet database - Worldwide

Courtesy of <http://v3.espacenet.com>

① RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

⑪ N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 826 979

⑫ N° d'enregistrement national : **02 08618**

⑮ Int Cl⁷ : C 22 C 21/02, C 22 C 21/08, B 32 B 15/01, C 22 F 1/
043

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑲ Date de dépôt : 09.07.02.

⑳ Priorité : 09.07.01 EP 01202639.

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 10.01.03 Bulletin 03/02.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Ce dernier n'a pas été
établi à la date de publication de la demande.*

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦① Demandeur(s) : CORUS ALUMINIUM WALZPRO-
DUKTE GMBH — DE.

⑦② Inventeur(s) : HASZLER ALFRED JOHANN PETER,
KEIDEL CHRISTIAN JOACHIM, BENEDICTUS RINZE
et WEBER GUIDO.

⑦③ Titulaire(s) :

⑦④ Mandataire(s) : CASALONGA ET JOSSE.

⑤④ **PRODUITS LAMINES SOUDABLES EN ALLIAGE D'ALUMINIUM A HAUTE RESISTANCE ET LEUR PROCEDE
DE FABRICATION.**

⑤⑦ L'invention concerne des produits laminés soudables
en alliage d'aluminium à haute résistance, utilisables no-
tamment dans l'industrie aéronautique. L'alliage contient de
0, 8 à 1, 3 % de silicium, de 0, 2 à 0, 45 % de cuivre, de 0,
5 à 1, 1 % de manganèse, de 0, 45 à 1, 0 % de magnésium,
de 0, 01 à 0, 3 % de fer, moins de 0, 25 % de zirconium,
moins de 0, 25 % de chrome, moins de 0, 35 % de zinc,
moins de 0, 25 % de titane et moins de 0, 25 % de vana-
dium.

Cet alliage donne aux produits de l'invention une excel-
lente résistance à la corrosion intergranulaire et une très
bonne aptitude à la mise en forme, tout en leur conservant
de très bonnes caractéristiques de résistance à la traction.

Cette invention concerne également un procédé de fa-
brication de ces produits, lesquels peuvent être employés
dans l'industrie aéronautique.

FR 2 826 979 - A1



**Produits laminés soudables en alliage d'aluminium
à haute résistance et leur procédé de fabrication**

La présente invention concerne des produits en alliage à base d'aluminium, utilisables dans des aéronefs, des véhicules automobiles et d'autres applications, ainsi qu'un procédé de production de tels produits en alliage à base d'aluminium. Plus précisément, elle concerne des produits en alliage d'aluminium soudable amélioré, particulièrement intéressant pour les applications aéronautiques, qui présentent de très bonnes caractéristiques de tolérance aux dommages, y compris des propriétés améliorées de résistance à la corrosion et de ténacité à la rupture, ainsi qu'une meilleure aptitude à la mise en forme et une résistance mécanique accrue.

Dans la technique, on connaît l'emploi d'alliages d'aluminium à traitement thermique dans un certain nombre d'applications réclamant une résistance mécanique relativement élevée, comme des fuselages d'avion, des éléments de véhicule et autres. Les alliages d'aluminium 6061 et 6063 sont des alliages à traitement thermique bien connus. Ces alliages présentent, dans les deux états T4 et T6, des propriétés intéressantes de résistance mécanique et de ténacité. Comme on le sait, l'état T4 est un état dans lequel l'alliage a subi un traitement thermique avec mise en solution et trempe, puis une maturation naturelle jusqu'à ce que ses propriétés aient atteint un niveau pratiquement stable, alors que l'état T6 est un état où l'alliage est plus résistant parce qu'on lui a fait subir un revenu. Mais ces alliages connus n'ont pas une résistance mécanique suffisante pour être employés dans la plupart des applications de structures d'aéronefs. Plusieurs autres alliages de la série 6000 de l'Aluminium Association (AA) ne conviennent généralement pas pour la conception d'avions commerciaux, chez lesquels

les différents types de structures nécessitent des jeux de propriétés différents. En fonction des critères de conception définis pour une pièce particulière d'un avion, des améliorations concernant la résistance mécanique, la ténacité à la rupture et la résistance à la fatigue de cette pièce conduisent à des économies de poids, qui se traduisent par des économies de carburant réalisées pendant toute la durée de vie de l'avion, et/ou à un niveau de sécurité plus élevé. C'est précisément pour répondre à de telles demandes que plusieurs alliages de la série 6000 ont été mis au point.

Le brevet européen EP-0 173 632 concerne des produits forgés ou extrudés en un alliage constitué des composants alliés suivants, en les proportions indiquées ci-dessous (en pourcentages pondéraux) :

	Si	0,9 - 1,3	et de préférence	1,0 - 1,15
	Mg	0,7 - 1,1	et de préférence	0,8 - 1,0
	Cu	0,3 - 1,1	et de préférence	0,8 - 1,0
15	Mn	0,5 - 0,7		
	Zr	0,07 - 0,2	et de préférence	0,08 - 0,12
	Fe	< 0,30		
	Zn	0,1 - 0,7	et de préférence	0,3 - 0,6

le complément étant constitué par l'aluminium et les impuretés inévitables (représentant chacune moins de 0,05 % en poids, et toutes ensemble, moins de 0,15 % en poids de l'alliage).

Ces produits ont une microstructure qui n'est pas recristallisée. Cet alliage est enregistré par l'AA sous le numéro 6056.

Il y a eu des rapports selon lesquels cet alliage connu AA6056, à l'état T6, est sensible à la corrosion intergranulaire. C'est pour résoudre ce problème que l'on a proposé, dans le brevet US n° 5 858 134, un procédé de production de produits laminés ou extrudés en un alliage constitué des composants alliés suivants, en les proportions indiquées ci-dessous (en pourcentages pondéraux) :

30	Si	0,7 - 1,3
	Mg	0,6 - 1,1
	Cu	0,5 - 1,1
	Mn	0,3 - 0,8
	Zr	< 0,20
35	Fe	< 0,30

Zn	< 1
Ag	< 1
Cr	< 0,25

le complément étant constitué par l'aluminium et d'autres éléments (représentant chacun moins de 0,05 % en poids, et tous ensemble, moins de 0,15 % en poids de l'alliage),

procédé dans lequel on amène les produits à l'état de sur-revenu. Mais le sur-revenu nécessite, en fin de fabrication de pièces pour aéronefs, des durées de traitement coûteuses en temps et en argent. Il est par ailleurs essentiel, pour qu'on puisse parvenir à améliorer la résistance à la corrosion intergranulaire en opérant selon ce procédé, que le rapport Mg/Si dans l'alliage d'aluminium soit inférieur à 1.

Dans le brevet US n° 4 589 932, on divulgue des produits corroyés, destinés par exemple aux industries de constructions automobiles ou aéronautiques, en un alliage d'aluminium enregistré ultérieurement sous le numéro AA 6013 et constitué des composants alliés suivants, en les proportions indiquées ci-dessous (en pourcentages pondéraux) :

Si	0,4 - 1,2	et de préférence	0,6 - 1,0
Mg	0,5 - 1,3	et de préférence	0,7 - 1,2
Cu	0,6 - 1,1		
Mn	0,1 - 1,0	et de préférence	0,2 - 0,8
Fe	< 0,6		
Cr	< 0,10		
Ti	< 0,10		

le complément étant constitué par l'aluminium et les impuretés inévitables.

Cet alliage d'aluminium doit répondre en outre à la condition $[Si + 0,1] < Mg < [Si + 0,4]$, et il a subi un traitement thermique de mise en solution à une température valant de 549 à 582 °C et voisine de la température de solidus de l'alliage. Dans les exemples donnés dans ce brevet, le rapport Mg/Si est toujours supérieur à 1.

Dans le brevet US n° 5 888 320, on divulgue un procédé de production de produits en un alliage d'aluminium constitué des composants alliés suivants, en les proportions indiquées ci-dessous (en pourcentages pondéraux) :

	Si	0,6 - 1,4	et de préférence	0,7 - 1,0
	Mg	0,6 - 1,4	et de préférence	0,8 - 1,1
	Cu	< 0,6	et de préférence	< 0,5
	Fe	< 0,5	et de préférence	< 0,3
5	Zn	0,4 - 1,4	et de préférence	0,5 - 0,8

et au moins l'un des éléments suivants

	Mn	0,2 - 0,8	et de préférence	0,3 - 0,5
	Cr	0,05 - 0,3	et de préférence	0,1 - 0,2

le complément étant constitué par l'aluminium et les impuretés inévitables.

10 L'alliage d'aluminium divulgué dans ce brevet constitue une solution de remplacement pour l'alliage connu 6013 à haute teneur en cuivre. Cet alliage-là contient peu de cuivre, mais on en a augmenté la teneur en zinc jusqu'à plus de 0,4 % en poids, et cette teneur en zinc vaut de préférence de 0,5 à 0,8 % en poids. Cette forte teneur en zinc est nécessaire pour
15 compenser la baisse de la teneur en cuivre.

Malgré ces références, on a encore grand besoin de produits améliorés en alliage d'aluminium présentant un équilibre encore meilleur des propriétés de résistance mécanique, de ténacité à la rupture et de résistance à la corrosion.

20 Un premier but de l'invention est de proposer un produit laminé en alliage d'aluminium de la série 6000, soudable et amélioré, qui contienne moins de cuivre que l'alliage 6013 connu tout en conservant une résistance mécanique élevée.

25 Un autre but de l'invention est de proposer un produit laminé en alliage d'aluminium de la série 6000, soudable et amélioré, qui contienne moins de cuivre que l'alliage 6013 connu tout en conservant une charge limite de rupture en traction d'au moins 355 MPa à l'état T6.

30 Un autre but de l'invention est de proposer un produit laminé en alliage d'aluminium de la série 6000, soudable et amélioré, qui contienne moins de cuivre que l'alliage 6013 connu tout en conservant une charge limite de rupture en traction d'au moins 355 MPa à l'état T6 et en offrant également un meilleur comportement vis-à-vis de la corrosion intergranulaire que l'alliage standard 6013.

Conformément à la présente invention, on propose un produit laminé soudable en un alliage d'aluminium à haute résistance, constitué des composants alliés suivants, en les proportions indiquées ci-dessous (en pourcentages pondéraux) :

5	Si	0,8 - 1,3
	Cu	0,2 - 0,45
	Mn	0,5 - 1,1
	Mg	0,45 - 1,0
	Fe	0,01 - 0,3
10	Zr	< 0,25
	Cr	< 0,25
	Zn	< 0,35
	Ti	< 0,25
	V	< 0,25

15 le complément étant constitué par l'aluminium et d'autres éléments représentant chacun moins de 0,05 % en poids, et tous ensemble, moins de 0,15 % en poids de l'alliage,

sous condition que, dans cet alliage, le pourcentage pondéral de silicium disponible $\%_{\text{pds}}\text{Si}_{\text{disp}}$, calculé d'après la formule

$$20 \quad \%_{\text{pds}}\text{Si}_{\text{disp}} = \%_{\text{pds}}\text{Si} - 6(\%_{\text{pds}}\text{Fe} + \%_{\text{pds}}\text{Mn}),$$

vaillie de 0,86 à 1,15, et de préférence de 0,86 à 1,05.

Grâce à la présente invention, la Demanderesse peut proposer des produits laminés, soudables et hautement résistants, en un alliage d'aluminium de la série AA 6000 dont les propriétés de résistance mécanique, de ténacité à la rupture et de résistance à la corrosion, en particulier la résistance à la corrosion intergranulaire, sont bien équilibrées. L'alliage de ces produits contient moins de cuivre que les alliages standards 6013 et 6056, tout en offrant une résistance mécanique suffisamment élevée, jointe à une résistance à la corrosion intergranulaire meilleure que celle des alliages 6013 et 6056, dans le même état de traitement thermique. Les produits en alliage de l'invention, proposés par la Demanderesse, présentent une limite d'élasticité de 325 MPa ou plus et une charge limite de rupture en traction de 355 MPa ou plus. On peut réussir à souder ces produits à l'aide de techniques comme le soudage par laser, le soudage par friction-malaxage et le soudage TIG (soudage avec électrode réfractaire).

On peut soit laisser le produit mûrir naturellement, pour obtenir un produit amélioré dans l'état T4 (mûri), présentant une bonne aptitude à la mise en forme, soit le faire mûrir artificiellement jusque dans un état T6 (revenu) pour obtenir un produit en un alliage amélioré qui présente
5 une résistance mécanique élevée et une grande ténacité à la rupture, jointes à de bonnes propriétés de résistance à la corrosion. On parvient alors à bien équilibrer les performances de l'alliage en résistance mécanique et en résistance à la corrosion, sans avoir à porter le produit jusque dans un état de sur-revenu, mais en sélectionnant soigneusement dans d'étroits intervalles les valeurs des teneurs en cuivre, magnésium, silicium et manganèse, et ce, de manière à ce qu'il y ait suffisamment de silicium disponible,
10 dans un intervalle de teneur défini, en tant qu'élément renforçant.

L'équilibre des propriétés de l'alliage d'aluminium soudable de la présente invention, à savoir une bonne aptitude à la mise en forme, une ténacité à la rupture élevée, une résistance mécanique élevée et une bonne
15 résistance à la corrosion, dépend de la composition chimique de cet alliage, qui doit strictement respecter les limites spécifiques indiquées ci-dessous en détail. Dans ce qui suit, tous les pourcentages sont des pourcentages pondéraux.

La teneur en silicium de l'alliage de l'invention vaut de préférence de 1,0 à 1,15 %, pour que le silicium, joint au magnésium, apporte à l'alliage une résistance mécanique optimale. Une teneur en silicium trop forte nuit à l'allongement de l'alliage dans l'état T6 ainsi qu'à sa résistance à la corrosion. Comme on l'a indiqué plus haut, il est préférable que la teneur
20 en silicium disponible vaille de 0,86 à 1,05 %, si l'on veut obtenir le meilleur équilibre entre résistance mécanique et résistance à la corrosion. Si la teneur en silicium, et par conséquent la quantité de silicium disponible, est trop faible, l'alliage n'a pas une résistance mécanique suffisante.

C'est le magnésium, joint au silicium, qui apporte de la résistance mécanique à l'alliage. La teneur en magnésium vaut de préférence de 0,6 à 0,85 %, et mieux encore de 0,6 à 0,75 %. Pour que l'alliage soit suffisamment résistant, il doit contenir au moins 0,45 % de magnésium, mais s'il en contient plus de 1,0 %, il devient difficile qu'il y ait assez de soluté dissous pour qu'il se forme, lors du traitement de durcissement, assez de précipité
30 pour conférer à l'alliage une résistance mécanique élevée à l'état T6.

Le cuivre est un élément qui joue un rôle important dans l'augmentation de la résistance mécanique de l'alliage. Mais de trop fortes teneurs en cuivre, jointes à la présence de magnésium, nuisent à la résistance de l'alliage à la corrosion et à l'aptitude au soudage des produits en alliage. Il est préférable que la teneur en cuivre de l'alliage vaille de 0,3 à 0,45 %, ce qui représente un bon compromis entre les performances de résistance mécanique, de ténacité, d'aptitude à la mise en forme et de résistance à la corrosion. On a constaté que, quand la teneur en cuivre de l'alliage se trouve dans cette gamme, le produit en alliage présente une bonne résistance à la corrosion intergranulaire.

La teneur en manganèse vaut de préférence de 0,6 à 0,78 %, et mieux encore de 0,65 à 0,78 %. Le manganèse favorise la régulation de la taille des grains ou y contribue, au cours des opérations qui peuvent provoquer une recristallisation de l'alliage, et il contribue à l'augmentation de la résistance mécanique et de la ténacité de l'alliage.

L'alliage de l'invention doit contenir moins de 0,35 % de zinc, et de préférence moins de 0,2 %. Dans le brevet US n° 5.888 320, il est dit que l'addition de zinc peut apporter un surplus de résistance mécanique à un alliage d'aluminium, mais dans la présente invention, on a constaté que, si l'alliage contient trop de zinc, cela nuit à la résistance du produit à la corrosion intergranulaire. En outre, l'addition de zinc tend à avoir pour effet d'augmenter la densité de l'alliage jusqu'à un niveau indésirable, ce qui est particulièrement désavantageux si l'on veut utiliser cet alliage dans des applications aéronautiques.

Le fer est un élément dont l'influence est grande sur l'aptitude à la mise en forme et sur la ténacité à la rupture des produits en alliage. La teneur en fer doit valoir de 0,01 à 0,3 %, de préférence de 0,01 à 0,25 % et mieux encore de 0,01 à 0,2 %.

Le titane est un élément important pour l'affinage des grains au cours de la solidification des lingots à laminer, et l'alliage doit de préférence en contenir moins de 0,25 %. Dans cette invention, on a constaté qu'on peut nettement améliorer la résistance à la corrosion, en particulier à la corrosion intergranulaire, en mettant dans l'alliage du titane en une proportion de 0,06 à 0,2 %, et de préférence de 0,07 à 0,16 %, et aussi que l'on peut remplacer tout ou partie du titane par du vanadium.

On peut ajouter à l'alliage du zirconium et/ou du chrome et/ou du hafnium, chacun en une proportion de moins de 0,25 %, pour améliorer le comportement de l'alliage en recristallisation et/ou sa résistance à la corrosion, en particulier à la corrosion intergranulaire. Mais s'il y a trop de chrome, celui-ci peut former avec le magnésium, au sein du produit en alliage, de grosses particules indésirables.

Le complément de l'alliage est constitué par l'aluminium et les impuretés inévitables. Typiquement, chaque élément constituant une impureté se trouve dans l'alliage en une proportion d'au maximum 0,05 %, et le total de ces impuretés représente au maximum 0,15 % de l'alliage.

On obtient les meilleurs résultats quand l'alliage des produits laminés présente une microstructure recristallisée, ce qui signifie que dans l'état T4 ou T6, il y a au moins 80 % et de préférence au moins 90 % des grains qui sont recristallisés.

Un produit conforme à l'invention est de préférence caractérisé en ce que l'alliage a subi un traitement thermique qui l'a amené à l'état T6, traitement comportant une exposition de 1 à 20 heures à une température de 150 à 210 °C et donnant un produit en alliage d'aluminium dont la limite d'élasticité vaut au moins 325 MPa et de préférence au moins 330 MPa, et dont la charge limite de rupture en traction vaut au moins 355 MPa et de préférence au moins 365 MPa.

En outre, un produit conforme à l'invention est de préférence caractérisé en ce que l'alliage a subi un traitement thermique qui l'a amené à l'état T6, traitement comportant une exposition de 0,5 à 30 heures à une température de 150 à 210 °C et donnant un produit en alliage d'aluminium chez lequel il y a une corrosion intergranulaire, d'après un test effectué selon le document MIL H-6088, jusqu'à une profondeur de moins de 180 µm, et de préférence, jusqu'à une profondeur de moins de 150 µm.

Selon un mode supplémentaire de réalisation de la présente invention, les produits de l'invention peuvent porter au moins une couche de placage. Ces produits plaqués comportent un cœur, constitué par un produit en alliage d'aluminium de l'invention, et un placage, habituellement plus pur et protégeant le cœur, en particulier vis-à-vis de la corrosion. Ce placage peut être constitué, sans se limiter à cela, d'aluminium pratiquement non-allié ou d'aluminium ne contenant pas plus de 0,1 % ou de 1 %

d'autres éléments, c'est-à-dire d'alliages d'aluminium appartenant à la série 1000, y compris les alliages des sous-classes 1000, 1100, 1200 et 1300. L'alliage du placage présent sur le cœur peut donc être choisi parmi les alliages des types 1060, 1045, 1100, 1200, 1350, 1170, 1175, 1180 et 1199. Peuvent en outre servir de placage des alliages de la série 7000, comme le type 7072 qui contient de 0,8 à 1,3 % de zinc, et des alliages de la série 6000, comme les alliages 6003 et 6253 qui contiennent plus de 1 % d'éléments alliés. D'autres alliages pourraient aussi servir de placage, pour autant qu'ils offrent au cœur, en particulier, une protection suffisante vis-à-vis de la corrosion.

Un alliage de la série 4000 peut aussi servir de placage. dans les alliages de la série 4000, le principal élément allié est le silicium, et typiquement, il y en a de 6 à 14 %. Dans ce cas, c'est la couche de placage qui fournit le métal d'apport dans une opération de soudage, par exemple de soudage par laser, ce qui fait que l'on n'a pas besoin d'employer des fils supplémentaires de métal d'apport lors d'une opération de soudage. Dans un tel placage, la teneur en silicium vaut de préférence de 10 à 12 %.

La couche ou les couches de placage sont habituellement beaucoup plus minces que le cœur, chacune d'elles pouvant représenter de 2 à 15 ou 20 %, ou éventuellement 25 %, de l'épaisseur totale du produit. D'habitude, une couche de placage représente à peu près de 2 à 12 % de l'épaisseur totale du produit.

Selon un mode préféré de réalisation, un produit en alliage de la présente invention est muni, d'un côté, d'un placage en un alliage de la série 1000, et de l'autre côté, d'un placage en un alliage de la série 4000. Ce mode de réalisation permet de réunir protection contre la corrosion et aptitude au soudage. Les produits correspondants à ce mode de réalisation peuvent être employés avec succès par exemple dans des panneaux pré-incurvés. Au cas où le laminage de produits de type sandwich asymétrique (de type 1000/cœur/4000) poseraient quelques problèmes, on peut aussi commencer par laminier un produit de type sandwich symétrique de constitution 1000/4000/cœur/4000/1000, et ensuite en éliminer une ou plusieurs couches externes, par exemple par décapage chimique.

Tous les types, sous-classes et séries d'alliages mentionnés ci-dessus sont définis par l'Aluminium Association.

La présente invention a aussi pour objet un procédé de fabrication des produits en alliage d'aluminium de l'invention. Ce procédé comporte les étapes successives suivantes :

- 5 a) se procurer un matériau de base présentant la composition chimique indiquée plus haut ;
- b) pré-chauffer ou homogénéiser ce matériau de base ;
- c) laminar à chaud ce matériau de base ;
- d) éventuellement, laminar à froid ce matériau de base ;
- 10 e) faire subir à ce matériau de base laminé un traitement thermique de mise en solution ;

et f) soumettre le matériau ainsi obtenu à une trempe, afin de réduire au minimum la précipitation incontrôlée de phases secondaires.

On peut ensuite amener le produit à l'état T4, en le laissant mûrir naturellement, pour obtenir un produit en alliage amélioré, doté d'une bonne apti-
15 tude à la mise en forme, ou bien à l'état T6, en lui faisant subir un revenu, c'est-à-dire un cycle de traitement thermique comportant une exposition de 0,5 à 30 heures à une température de 150 à 210 °C.

Pour l'étape (a) de ce procédé, l'alliage d'aluminium décrit dans le présent mémoire peut se présenter sous forme de lingots ou de brames
20 destinés à la fabrication de produits corroyés, obtenus par les techniques de coulée habituellement mises en œuvre, comme la coulée semi-continu, la coulée EMC ou la coulée EMS. On peut également employer des brames obtenues par coulée continue, par exemple dans des machines de coulée à courroie ou à cylindres.

25 Typiquement, avant le laminage à chaud, les faces de laminage des produits, munis ou non d'un placage, subissent un scalpage destiné à éliminer les zones de ségrégation qui se trouvent à proximité de la surface de coulée des lingots.

Les lingots ou les brames obtenus par coulée peuvent subir un
30 traitement d'homogénéisation, avant le laminage à chaud, et/ou subir un préchauffage immédiatement suivi du laminage à chaud. Il faut effectuer ce traitement d'homogénéisation et/ou préchauffage de l'alliage, qui précède le laminage à chaud, à une température de 490 à 580 °C, en une ou plusieurs étapes. Dans l'un et l'autre cas, ce traitement permet de réduire les
35 phénomènes de ségrégation des éléments alliés au sein du matériau brut de

coulée, et provoque la dissolution des éléments solubles. Mais si l'on effectue ce traitement à une température inférieure à 490 °C, on ne peut pas obtenir un effet adéquat d'homogénéisation, et si on l'effectue à une température supérieure à 580 °C, il peut se produire une fusion d'eutectique, qui provoque la formation de pores, ce qui n'est pas souhaitable. Il est préférable que le traitement thermique dont il est question ci-dessus dure de 2 à 30 heures, mais il n'y a pas d'inconvénient à le faire durer plus longtemps. C'est d'habitude à une température supérieure à 540 °C que s'effectue le traitement d'homogénéisation, et c'est d'habitude à une température de 535 à 560 °C qu'on réalise le préchauffage, en maintenant les lingots ou les brames à une telle température pendant 4 à 16 heures.

Après le laminage à froid, ou bien après le laminage à chaud si l'on n'opère pas de laminage à froid, on soumet le produit en alliage à un traitement thermique de mise en solution, en le maintenant à une température de 480 à 590 °C, et de préférence de 530 à 570 °C, pendant suffisamment longtemps pour que la solution solide formée approche de l'équilibre, soit typiquement de 10 secondes à 120 minutes. Dans le cas des produits munis d'un placage, il faut veiller à ne pas maintenir les produits trop longtemps à une telle température, pour empêcher les éléments alliés de diffuser depuis le cœur jusque dans le placage, ce qui pourrait réduire la protection fournie par ce placage contre la corrosion.

Après ce traitement thermique de mise en solution, il est important de faire refroidir le produit en alliage jusqu'à une température inférieure ou égale à 175 °C, et de préférence jusqu'à la température ambiante, pour empêcher ou réduire au minimum la précipitation incontrôlée de phases secondaires comme Mg_2Si . Mais il ne faut pas que ce refroidissement soit trop rapide, pour que la planitude du produit soit satisfaisante et qu'il y ait peu de contraintes résiduelles au sein du produit. On peut faire refroidir le produit à une vitesse convenable en employant de l'eau, par exemple des jets ou un bain d'eau.

On a constaté que les produits conformes à l'invention conviennent très bien pour être employés en tant que pièces de structure ou matériau de revêtement d'aéronef, et en particulier comme matériau de revêtement de fuselage d'avion, d'une épaisseur valant jusqu'à 15 mm.

Exemple

Par coulée semi-continue, on prépare des lingots de 6 alliages différents, puis on soumet ces lingots aux opérations suivantes :

- scalpage ;
- 5 – 6 heures de pré-chauffage à 550 °C, la vitesse de chauffage valant à peu près 30 °C/h ;
- laminage à chaud donnant des plaques épaisses de 7,5 mm ;
- laminage à froid réduisant l'épaisseur de ces plaques à la valeur finale de 2,0 mm ;
- 10 – 15 minutes de traitement thermique de mise en solution à 550 °C ;
- trempe à l'eau ;
- 4 heures de traitement de revenu à 190 °C, la vitesse de chauffage valant à peu près 35 °C/h (état T6) ;
- refroidissement à l'air jusqu'à la température ambiante.

15 On a indiqué dans le tableau 1 la composition chimique des alliages coulés (le complément étant constitué par l'aluminium et les impuretés inévitables). Les alliages n° 1 et 4 sont des alliages de l'invention, et les autres alliages sont donnés à titre de comparaison.

20 Les essais de traction et les tests de corrosion intergranulaire (CIG) ont été réalisés sur les feuilles nues, à l'état T6, qui présentent une microstructure parfaitement recristallisée. Pour les essais de traction dans la direction L, on a employé de petites éprouvettes aux normes européennes. Les résultats donnés dans le tableau 2 sont les moyennes des résultats obtenus avec 3 éprouvettes et concernent la limite d'élasticité

25 L_{el} , la charge limite de rupture en traction L_{rt} , le taux d'allongement A_{50} , et la résistance au déchirement R_d . Cette dernière caractéristique a été mesurée dans la direction L-T, selon la norme ASTM B871-96.

30 On a estimé la corrosion intergranulaire sur deux échantillons de 50 × 60 mm, en suivant le protocole d'essai indiqué dans le document AIMS 03-04-000, qui reprend celui du document MIL H-6088 en y ajoutant quelques étapes. On a indiqué dans le tableau 3 la profondeur maximale de corrosion, exprimée en micromètres.

35 Ce sont les résultats donnés dans les tableaux 2 et 3 qui indiquent ce qui suit. En comparant les alliages 1 et 2, on peut constater qu'une trop forte teneur de l'alliage en silicium nuit à la résistance au déchirement et

entraîne une augmentation importante de la profondeur maximale de corrosion intergranulaire. En comparant les alliages 1 et 3, on peut constater qu'une trop forte teneur de l'alliage en zinc entraîne une augmentation encore plus importante de la profondeur maximale de corrosion intergranulaire. En comparant l'alliage 1 et les alliages standard 6056 et 6013 à l'état T6, on peut constater que le produit en alliage de l'invention présente une résistance bien meilleure à la corrosion intergranulaire, ce qui compense le fait que ses caractéristiques de résistance en traction sont un peu moins bonnes. Le fait que les produits en alliage de l'invention présentent une résistance au déchirement inférieure à celle des alliages standard 6056 et 6013 est dû à sa teneur nettement plus faible en cuivre. En comparant les alliages 1 et 4, tous deux de l'invention, on peut constater qu'une augmentation de la teneur en titane de l'alliage d'aluminium a pour résultat une nette diminution de la profondeur maximale de corrosion intergranulaire.

Il est bien entendu que la description qui précède n'a été donnée qu'à titre purement illustratif et non limitatif et que des variantes ou des modifications peuvent y être apportées dans le cadre de la présente invention.

Tableau 1
Composition chimique des alliages testés

Numéro de l'alliage	Elément allié (% pds)							
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Si _{disp}
1 (inv.)	1,05	0,19	0,29	0,72	0,70	0,09	0,03	0,89
2 (comp.)	1,33	0,14	0,30	0,69	0,69	0,08	0,03	1,19
3 (comp.)	1,04	0,14	0,28	0,69	0,72	1,50	0,02	0,90
4 (inv.)	1,14	0,17	0,47	0,72	0,68	0,15	0,10	0,99
6056	0,92	0,15	0,90	0,46	0,88	0,08	0,02	0,81
6013	0,79	0,17	0,96	0,35	0,90	0,09	0,03	0,70

Tableau 2
Caractéristiques de résistance en traction
dans la direction L, pour une feuille à l'état T62

5	Numéro de l'alliage	$L_{\text{él}}$ (MPa)	L_{rt} (MPa)	A_{50} (%)	R_d (MPa)
	1	347	368	12	558
	2	340	371	14	526
	3	345	366	9	543
10	4	346	373	12	540
	6056	362	398	12	601
	6013	369	398	9	613

15
Tableau 3
Profondeur maximale de corrosion
intergranulaire à l'état T62

20	Numéro de l'alliage	Profondeur maximale (μm)
	1	130
	2	183
	3	203
	4	90
25	6056	177
	6013	187

REVENDICATIONS

1. Produit laminé soudable, en alliage d'aluminium à haute résistance, caractérisé en ce que cet alliage est constitué des composants alliés suivants, en les proportions indiquées ci-dessous (en pourcentages pondéraux) :

5	Si	0,8 - 1,3
	Cu	0,2 - 0,45
	Mn	0,5 - 1,1
	Mg	0,45 - 1,0
	Fe	0,01 - 0,3
10	Zr	< 0,25
	Cr	< 0,25
	Zn	< 0,35
	Ti	< 0,25
	V	< 0,25

15 le complément étant constitué par l'aluminium et d'autres éléments représentant chacun moins de 0,05 % en poids, et tous ensemble, moins de 0,15 % en poids de l'alliage, sous condition que, dans cet alliage, le pourcentage pondéral de silicium disponible vaille de 0,86 à 1,15.

20 2. Produit conforme à la revendication 1, caractérisé en ce que la proportion pondérale de silicium dans l'alliage vaut de 1,0 à 1,15 %.

3. Produit conforme à la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que la proportion pondérale de cuivre dans l'alliage vaut de 0,3 à 0,45 %.

25 4. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la proportion pondérale de manganèse dans l'alliage vaut de 0,65 à 0,78 %.

5. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que la proportion pondérale de magnésium dans l'alliage vaut de 0,6 à 0,85 %.

30 6. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que la proportion pondérale de titane dans l'alliage vaut de 0,06 à 0,2 %.

7. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que la proportion pondérale de zinc dans l'alliage vaut moins de 0,2 %.

8. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'il présente une microstructure recristallisée à plus de 80 %.

5 9. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 8, caractérisé en ce que l'alliage a subi un traitement thermique qui l'a amené à l'état T6, traitement comportant une exposition de 0,5 à 30 heures à une température de 150 à 210 °C et donnant un produit en alliage d'aluminium chez lequel il y a une corrosion intergranulaire, d'après un test effectué selon le document MIL H-6088, jusqu'à une profondeur de moins de 180 µm.

10 10. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 9, caractérisé en ce qu'il porte un ou plusieurs placages en alliages choisis parmi les alliages d'aluminium de pureté plus élevée que celle de l'alliage du produit lui-même et les alliages d'aluminium des séries 1000, 4000, 6000 et 7000 de l'Aluminium Association.

15 11. Produit conforme à la revendication 10, caractérisé en ce qu'il est muni, d'un côté, d'un placage en un alliage de la série 1000, et de l'autre côté, d'un placage en un alliage de la série 4000.

20 12. Procédé de fabrication d'un produit laminé soudable en alliage d'aluminium à haute résistance, conforme à l'une des revendications 1 à 11, caractérisé en ce qu'il comporte les étapes successives suivantes :

- a) se procurer un matériau de base dont la composition chimique est conforme à l'une des revendications 1 à 8 ;
- b) pré-chauffer ou homogénéiser ce matériau de base ;
- 25 c) laminar à chaud ce matériau de base ;
- d) éventuellement, laminar à froid ce matériau de base ;
- e) faire subir à ce matériau de base laminé un traitement thermique de mise en solution ;
- f) soumettre le matériau ainsi obtenu à une trempe, afin de réduire
- 30 au minimum la précipitation incontrôlée de phases secondaires,
- et g) traiter le matériau trempé de manière à obtenir un produit en alliage porté à l'état T4 ou à l'état T6.

35 13. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 11 ou obtenu par un procédé conforme à la revendication 12, caractérisé en ce qu'il s'agit d'une pièce de structure d'un aéronef.

14. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 11 ou obtenu par un procédé conforme à la revendication 12, caractérisé en ce qu'il s'agit d'un matériau de revêtement d'aéronef.

5 15. Produit conforme à l'une des revendications 1 à 11 ou obtenu par un procédé conforme à la revendication 12, caractérisé en ce qu'il s'agit d'un matériau de revêtement de fuselage d'avion.